

Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/EP04/014860

International filing date: 30 December 2004 (30.12.2004)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: DE
Number: 103 61 653.5
Filing date: 30 December 2003 (30.12.2003)

Date of receipt at the International Bureau: 17 February 2005 (17.02.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse



**Prioritätsbescheinigung über die Einreichung
einer Patentanmeldung**

Aktenzeichen: 103 61 653.5

Anmeldetag: 30. Dezember 2003

Anmelder/Inhaber: Airbus Deutschland GmbH, 21129 Hamburg/DE

Bezeichnung: Kühleinrichtung und Verfahren zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeuges angeordneten Wärmequelle

IPC: B 64 D 11/00

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 14. Januar 2005
Deutsches Patent- und Markenamt
Der Präsident
Im Auftrag

A handwritten signature in black ink, appearing to read "Sepp", is written over the typed name "Der Präsident".

Kühleinrichtung und Verfahren zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle

Die vorliegende Erfindung betrifft eine Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle zu einer Wärmequelle.

In Flugzeugen, insbesondere in Verkehrsflugzeugen, ist eine Vielzahl von elektronischen Geräten und anderen Funktionseinheiten vorgesehen, die im Betrieb des Flugzeugs Wärme abgeben. So müssen beispielsweise in einer Bordküche des Flugzeugs mitgeführte Speisen und Getränke gekühlt werden, damit diese über ausreichend lange Zeit genießbar bleiben. Darüber hinaus sind innerhalb eines Flugzeugs eine Vielzahl von Rechnereinheiten angeordnet, von denen im Betrieb ebenfalls große Wärmemengen abzuführen sind, um eine zuverlässige Funktionsweise gewährleisten zu können.

Um die angesprochenen Kühlfunktionen bereitzustellen, wurden in der Vergangenheit verschiedene Konzepte angedacht. So zeigt beispielsweise DE 38 12 739 eine Kühleinrichtung für eine Kühlkammer in einem Flugzeug. Bei dieser Kühleinrichtung ist vorgesehen, Luft aus einer Kaltluftkammer über einen Ventilator in eine Kühlkammer zu fördern, wo ein zu kühlender Servicewagen angeordnet ist. Aus der Kühlkammer wird wiederum teilweise erwärmte Luft in die Kaltluftkammer zurückgefördert, wo sich diese erneut abkühlen kann. Die Kaltluftkammer wird dadurch kühl gehalten, dass sie mit einem nicht isolierten Teilabschnitt der Flugzeugaußenhaut in direktem Kontakt steht und somit im Flugbetrieb des Flugzeugs, in welchem an der Flugzeugaußenhaut bei üblichen Flughöhen Temperaturen von -50°C herrschen, eine starke Abkühlung der Kaltluftkammer aufgrund der thermischen Kopplung über die nicht isolierte Flugzeugaußenhaut mit der Umgebung erfolgen kann. Dieses System hat jedoch den Nachteil, dass die Kühlkammer nahe der Außenhaut des Flugzeugs angeordnet werden muss, was eine variable Innenraumgestaltung des Flugzeugs behindert. Darüber hinaus ist der Wirkungsgrad dieses Systems relativ niedrig, da lediglich die sensible Wärme der als Wärmeträgermedium verwendeten Luft für den Wärmetransport verwendet werden kann.

Aus der US 6,435,454 ist hingegen ein System bekannt, bei welchem die Außenhaut eines Überschalldüsenflugzeugs mittels Kühleinrichtungen gekühlt wird. Bei diesem

System soll eine zu starke luftreibungsbedingte Erwärmung der Außenhaut des Flugzeugs verhindert werden, um die Emission von Infrarotstrahlung zu minimieren und dadurch die Erfassbarkeit des Flugzeugs mit Infrarotdetektoren zu reduzieren. Im Gegensatz zu dem vorstehend beschriebenen Stand der Technik wird bei diesem System die Wärme von der Flugzeugaußenhaut in den Flugzeuginnenraum geführt und dort beispielsweise zur Erwärmung des Kraftstoffs zur Erzielung einer effizienteren Verbrennung genutzt.

Es ist Aufgabe der vorliegenden Erfindung, eine Kühleinrichtung und ein Verfahren der eingangs bezeichneten Art bereitzustellen, welche gegenüber dem Stand der Technik eine erhöhte spezifische Wärmeübertragungsleistung bei geringem technischen Aufwand zulässt.

Diese Aufgabe wird durch eine Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle zu einer Wärmesenke gelöst, wobei die Kühleinrichtung einen gegenüber der Umgebung abgedichteten Behälter aufweist, der in einen wärmeaufnehmenden Bereich mit der Wärmequelle und in einem wärmeabgebenden Bereich mit der Wärmesenke thermisch gekoppelt ist, wobei der Behälter mit einem Wärmeträgerträgermedium gefüllt ist, welches bei Aufnahme von Wärme von der Wärmequelle im wärmeaufnehmenden Bereich aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich zurückfließt.

Mit der erfindungsgemäßen Kühleinrichtung kann neben der sensiblen Wärme des Wärmeträgermediums auch dessen latente Wärme genutzt werden, d.h. diejenige Wärme, die beim Phasenübergang aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase von dem Wärmeträgermedium aufgenommen wird und beim späteren Phasenübergang im wärmeabgebenden Bereich aus der gasförmigen Phase zurück in ein Kondensat, d.h. zurück in die flüssige Phase abgegeben wird. Dadurch erhöht sich die spezifische Wärmeübertragungsleistung der erfindungsgemäßen Kühleinrichtung beträchtlich gegenüber herkömmlichen aus dem Stand der Technik bekannten Systemen, beispielsweise der DE 38 12 739, wo als Wärmeträgermedium Luft verwendet wird und lediglich deren sensible Wärme zur Kühlung nutzbar ist.

Darüber hinaus besitzt die erfindungsgemäße Kühleinrichtung den weiteren Vorteil, dass sie ein geschlossenes System bereitstellt, wobei Wärmeübergänge über die Behälterwände erfolgen, ohne dass ein direkter Kontakt des Wärmeträgermediums

mit externen Komponenten stattfindet. Dadurch können Verunreinigungen des Wärmeträgermediums und ein unerwünschtes Eindringen von Feuchtigkeit in den Wärmeträgermedium-Kreislauf verhindert werden. Ferner weist die erfindungsgemäße Kühleinrichtung gegenüber Systemen mit permanent flüssigen Wärmeträgermedien die Vorteile eines geringeren Gewichts und wiederum der Nutzung sowohl der sensiblen als auch der latenten Wärme zum Wärmetransport auf. Ein weiterer Vorteil der Erfindung besteht darin, dass keine Fördermittel, wie beispielsweise Pumpen, zum Umwälzen des Kreislaufs erforderlich sind. Auch können durch den geschlossenen Kreislauf unerwünschte Kondensationseffekte unterbunden werden, die andernfalls, beispielsweise bei dem System der DE 381 27 39 an Stellen innerhalb des Flugzeugs auftreten können und zu einer unerwünschten Vereisung oder gar Korrosion dieser Flugzeugbereiche führen können.

Eine Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass der Behälter ein geschlossenes Rohr umfasst, dessen ein Endbereich den wärmeaufnehmenden Bereich aufweist und dessen anderer Endbereich den wärmeabgebenden Bereich aufweist. Das geschlossene Rohr kann mit beliebiger Geometrie ausgebildet sein und bietet somit eine verhältnismäßig hohe Flexibilität hinsichtlich der Verwendung und der Anordnung der zu kühlenden Geräte im Flugzeuginnenraum. Bei einer Erfindungsvariante ist das geschlossene Rohr aus einem flexiblen Material und mit flexibler Konstruktion, falls gewünscht mit Gelenken, ausgebildet, um somit weitere Freiheitsgrade bei der Installation zu schaffen.

Erfindungsgemäß kann ferner vorgesehen sein, dass die Wärmequelle zumindest eine Teilkomponente eines elektronischen Gerätes des Flugzeugs, einer Bordküche des Flugzeugs, eine zu kühlende innere Fläche des Flugzeugs oder dergleichen umfasst. Als Wärmesenke kann bei einer Weiterbildung der Erfindung ein Teilbereich einer, vorzugsweise unisolierten, Flugzeugaußenwand, ein Teilbereich einer Flugzeugstruktur, beispielsweise eines Querträgers, eines Fußbodenfachwerks oder eines Deckenfachwerks, ein Teilbereich einer Flugzeug-Bilge oder eines Luftkanals, insbesondere eines Stauluftkanals, auch Ram Air Kanal genannt, verwendet werden.

Um den Wirkungsgrad der Kühlung weiter zu erhöhen, sieht eine Ausführungsvariante der Erfindung vor, dass der Wärmeübergang in dem wärmeaufnehmenden Bereich oder/und in dem wärmeabgebenden Bereich mittels eines die Wärmequelle bzw. die Wärmesenke mit dem Behälter koppelnden Wärmetauschers erfolgt. Vorzugsweise werden steuerbare Wärmetauscher eingesetzt, beispielsweise Wärmetauscher mit variablem Luftvolumenstrom, um auf verschiedene Anforderungen der zu kühlenden

Einrichtungen, beispielsweise auslastungsabhängig, die erfindungsgemäße Kühleinrichtung betreiben zu können.

Eine alternative Realisierung einer auslastungsabhängigen Einstellung der erfindungsgemäßen Kühleinrichtung ist bei der Erfindung dadurch möglich, dass die Strömung des Wärmeträgermediums zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich und dem wärmeabgebenden Bereich steuerbar ist. Beispielsweise können die Strömungsquerschnitte der Kühleinrichtung zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich und wärmeabgebenden Bereich lastabhängig einstellbar sein.

Wenn im Rahmen dieser Beschreibung von einer "Steuerbarkeit" oder einer "Steuerung" die Rede ist, so soll dies einerseits eine Steuerung nach vorgegebenen Mustern oder Kennlinien und andererseits aber auch den Fall einer Regelung, d.h. einer Steuerung mit Rückkopplung, mit umfassen.

Eine Weiterbildung der Erfindung sieht vor, dass nahe der Wärmequelle ein Kältespeicher vorgesehen ist. Durch die Verwendung von Kältespeichern kann auch eine hinreichende Kühlung dann gewährleistet werden, wenn das Flugzeug beispielsweise gerade am Boden steht und keine Kühlung über die Außenhaut des Flugzeugs erfolgen kann.

Die Erfindung besitzt neben den vorstehend angesprochenen Vorteilen insbesondere den weiteren Vorteil, dass die Wärmequelle und die Wärmesenke voneinander entkoppelbar sind und durch den flexibel verlegbaren abgedichteten Behälter, insbesondere das geschlossene Rohr, mit hoher Variabilität verbunden werden können.

Darüber hinaus sind keine aktiven Komponenten wie Gebläse oder Pumpen im Wärmetransportweg nötig, da sich das Wärmemedium aufgrund des Phasenübergangs quasi selbstdämmig - bedingt durch das auftretende Diffusionsgefälle und/oder die Schwerkraft - von der Wärmequelle zur Wärmesenke bewegt und nach Kondensation im Bereich der Wärmesenke - bedingt durch Kapillarleitungseffekte oder/und der Schwerkraft - wieder zur Wärmequelle zurückfließt. Dies kann dadurch unterstützt werden, dass beispielsweise ein leichtes Gefälle zwischen Wärmesenke und Wärmequelle vorgesehen wird. Dadurch ist es möglich, die Kühleinrichtung ohne das Aufbringen von Zusatzenergie, beispielsweise zum Antrieb von Pumpen, sowie ohne zusätzlichen parasitären Wärmeeintrag, beispielsweise durch die Betriebswärme einer Förderpumpe, zu betreiben. Ferner erhöht sich aufgrund der Vermeidung zusätzlicher aktiver Komponenten die Zuverlässigkeit des Systems, wobei sich der War-

tungsaufwand reduziert. Darüber hinaus können unnötige Geräuschemissionen, beispielsweise Antriebsgeräusche von aktiven Komponenten, unterbunden werden.

Die Erfindung betrifft ferner ein Verfahren zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle zu einer Wärmesenke, wobei ein gegenüber der Umgebung abgedichteter Behälter, der in einem wärmeaufnehmenden Bereich mit der Wärmequelle thermisch gekoppelt ist und in einem wärmeabgebenden Bereich mit der Wärmesenke thermisch gekoppelt ist, mit einem Wärmeträgermedium gefüllt ist, welches bei Aufnahme von Wärme der Wärmequelle im wärmeaufnehmenden Bereich aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich zurück strömt.

Im Folgenden wird ein Ausführungsbeispiel der Erfindung anhand der beiliegenden Figuren erläutert. Es stellen dar:

Fig. 1 eine schematische Ansicht eines im Rahmen der vorliegenden Erfindung eingesetzten geschlossenen Behälters und

Fig. 2 eine schematische Ansicht eines Ausführungsbeispiels einer erfindungsgemäßen Kühleinrichtung.

In Fig. 1 ist ein Behälter zur Verwendung bei einer erfindungsgemäßen Kühleinrichtung teilweise aufgeschnitten dargestellt und allgemein mit 10 bezeichnet. Der Behälter umfasst ein kreiszylindrisches Rohr, das an seinen Stirnflächen verschlossen ist. In dem Behälter ist in seinem unteren Bereich ein Wärmeträgermedium 12 in flüssiger Phase dargestellt.

Der Behälter 10 befindet sich in seinem unteren Bereich 14, der nachfolgend auch als wärmeaufnehmender Bereich 14 bezeichnet wird, in thermischem Kontakt mit einer Wärmequelle, wobei wie durch die Pfeile 16 angedeutet Wärme von der Wärmequelle in den wärmeaufnehmenden Bereich 14 des Behälters 12 übergeht. Diese Wärme gemäß den Pfeilen 16 führt dazu, dass das Wärmeträgermedium 12 siedet, wie durch die Bläschen 18 in dem Wärmeträgermedium 12 gezeigt, und schließlich verdampft, wie durch die in Fig. 1 senkrecht nach oben gerichteten Pfeile 20 angedeutet.

Der Wärmeträgermediumdampf steigt in dem Behälter 10 nach oben und gelangt von dem wärmeaufnehmenden Bereich 14 in einen wärmeabgebenden Bereich 22, wobei er einen Übergangsbereich 24 zwischen wärmeaufnehmenden Bereich 14 und wärmeabgebenden Bereich 22 passiert.

In dem wärmeabgebenden Bereich befindet sich der Behälter 10 in thermischem Kontakt mit einer Wärmesenke, wodurch entsprechend den Pfeilen 26 Wärme von dem Wärmeträgermedium abgegeben wird. Dies führt dazu, dass das Wärmeträgermedium sich an den Wänden des Behälters 10 entsprechend den Pfeilen 28 abscheidet und dort kondensiert. Das Kondensat fließt dann entsprechend den senkrecht nach unten gerichteten Pfeilen 30 von Fig.1 im Behälter 10 nach unten und sammelt sich dort wieder in flüssiger Phase zur erneuten Wärmeaufnahme.

In dem Behälter 10 kommt es also durch die Aufnahme von Wärme gemäß den Pfeilen 16 im wärmeaufnehmenden Bereich und Abgabe von Wärme gemäß den Pfeilen 26 im wärmeabgebendem Bereich selbsttätig zu einem Kreislauf von Wärmeträgermedium mit Phasenübergang aus der flüssigen Phase gemäß Bezugszeichen 12 in die gasförmige Phase gemäß Bezugszeichen 20 und 28. Dadurch kann sowohl die sensible Wärme des Wärmeträgermediums als auch die latente Wärme, das heißt die bei einem Phasenübergang in dem Wärmeträgermedium gespeicherte Wärme, zum Wärmetransport aus dem wärmeaufnehmenden Bereich 14 in den wärmeabgebenden Bereich 22 genutzt werden. Im wärmeabgebenden Bereich 22 wird durch Kondensieren des Wärmeträgermediumdampfes diese latente Wärme wieder frei. Man erreicht insgesamt einen effektiven Wärmetransport, bei verhältnismäßig geringem Füllgewicht des Behälters 10.

Figur 2 zeigt einen möglichen Anwendungsfall des Behälters 10 in einem Flugzeug. Im Einzelnen ist in Fig.2 der Behälter 10 über seinen wärmeabgebenden Bereich 22 mit einer Außenhaut 32 eines Verkehrsflugzeugs gekoppelt, wobei die Außenhaut 32 zumindest nahe dem wärmeabgebenden Bereich 22 weitgehend unisoliert ist. An seinem wärmeaufnehmenden Bereich 14 ist der Behälter 10 mit einer Vielzahl von Rippen 34 versehen, die die Oberfläche des wärmeaufnehmenden Bereichs vergrößern und damit für einen besseren Wärmeübergang sorgen.

Ferner ist in Fig.2 eine auf einem Kabinenboden 36 angeordnete zu kühlende Einrichtung 38 vorgesehen, beispielsweise ein Kühlschrank einer Bordküche, die im Inneren mit einem Lüfter 40 ausgebildet ist. Der Lüfter 40 sorgt für eine Umwälzung von Luft innerhalb der zu kühlenden Einrichtung, so dass ein warmer Luftstrom 42 zu dem

wärmeaufnehmenden Bereich 14 gefördert wird und an diesen Wärme abgibt und ein kalter Luftstrom 44 von dem wärmeaufnehmenden Bereich 14 über den Lüfter 40 weggefördert wird.

Mit der Erfindung ist es möglich, die zu kühlende Einrichtung 38 mit einem verhältnismäßig geringen technischen Aufwand zu kühlen. Da der Behälter 10, wie vorstehend bereits geschildert, rohrförmig ausgebildet ist, und somit lediglich geringen Bauraum erfordert, kann die zu kühlende Einrichtung 38 nahezu beliebig innerhalb des Flugzeugs positioniert werden, ohne dass der Grad der Kühlung wesentlich von der Positionierung der zu kühlenden Einrichtung 38 beeinflusst oder gar beeinträchtigt wird. Insbesondere ist hervorzuheben, wie aus Fig.2 deutlich hervor geht, dass die zu kühlende Einrichtung 38 von der als Wärmesenke wirkenden Außenhaut 32 des Flugzeugs weitgehend entkoppelt ist und lediglich über das Rohr 10 verbunden ist.

Patentansprüche

1. Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle (38) zu einer Wärmesenke (32), mit einem gegenüber der Umgebung abgedichteten Behälter (10), der in einem wärmeaufnehmenden Bereich (14) mit der Wärmequelle (38) und in einem wärmeabgebenden Bereich (22) mit der Wärmesenke (32) thermisch gekoppelt ist, wobei der Behälter (10) mit einem Wärmeträgermedium (12) gefüllt ist, das bei Aufnahme von Wärme der Wärmequelle (38) im wärmeaufnehmenden Bereich (14) aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich (22) strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke (32) wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich (14) zurück fließt.
2. Kühleinrichtung nach Anspruch 1, wobei der Behälter (10) ein geschlossenes Rohr umfasst, dessen einer Endbereich den wärmeaufnehmenden Bereich (14) aufweist und dessen anderer Endbereich den wärmeabgebenden Bereich (22) aufweist.
3. Kühleinrichtung nach Anspruch 1 oder 2, wobei die Wärmequelle (38) zumindest eine Teilkomponente eines elektronischen Gerätes des Flugzeugs, einer Bordküche des Flugzeugs, eine zu kühlende innere Fläche des Flugzeugs oder dergleichen umfasst.
4. Kühleinrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 3, wobei die Wärmesenke (32) einen Teilbereich einer Flugzeugaußenwand, einer Flugzeugstruktur, einer Flugzeug-Bilge, eines Luftkanals, insbesondere eines Stauluftkanals, oder einen Wärmetauscher umfasst.
5. Kühleinrichtung nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei der Wärmeübergang in dem wärmeaufnehmenden Bereich (14) oder/und in dem wärmeabgebenden Bereich (22) mittels eines die Wärmequelle (38) bzw. die Wärmesenke (32) mit dem Behälter (10) koppelnden Wärmetauschers (34) erfolgt.
6. Kühleinrichtung nach Anspruch 5, wobei der von dem jeweiligen Wärmetauscher (34) übertragene Wärmestrom steuerbar ist.

7. Kühleinrichtung nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei die Strömung des Wärmeträgermediums (20) zwischen dem wärmeaufnehmenden Bereich (14) und dem wärmeabgebenden Bereich (22) steuerbar ist.
8. Kühleinrichtung nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei nahe der Wärmequelle (38) ein Kältespeicher vorgesehen ist.
9. Verfahren zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle (38) zu einer Wärmesenke (32), wobei ein gegenüber der Umgebung abgedichteter Behälter (10), der in einem wärmeaufnehmenden Bereich (14) mit der Wärmequelle (38) thermisch gekoppelt ist und in einem wärmeabgebenden Bereich (22) mit der Wärmesenke (32) thermisch gekoppelt ist, mit einem Wärmeträgermedium (12) gefüllt ist, das bei Aufnahme von Wärme der Wärmequelle (38) im wärmeaufnehmenden Bereich (14) aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich (22) strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke (32) wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich (14) zurück strömt.

Zusammenfassung

Kühleinrichtung und Verfahren zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeuges angeordneten Wärmequelle

Bei einer Kühleinrichtung zum Abführen von Wärme von einer im Innenraum eines Flugzeugs angeordneten Wärmequelle (38) zu einer Wärmesenke (32), mit einem gegenüber der Umgebung abgedichteten Behälter (10), der in einem wärmeaufnehmenden Bereich (14) mit der Wärmequelle (38) und in einem wärmeabgebenden Bereich (22) mit der Wärmesenke (32) thermisch gekoppelt ist, ist vorgesehen, dass der Behälter (10) mit einem Wärmeträgermedium (12) gefüllt ist, wobei das Wärmeträgermedium (12) bei Aufnahme von Wärme der Wärmequelle (38) im wärmeaufnehmenden Bereich (14) aus der flüssigen Phase in die gasförmige Phase übergeht, sodann in den wärmeabgebenden Bereich (22) strömt und dort bei Abgabe von Wärme an die Wärmesenke (32) wieder kondensiert und in den wärmeaufnehmenden Bereich (14) zurück fließt.

Fig.2

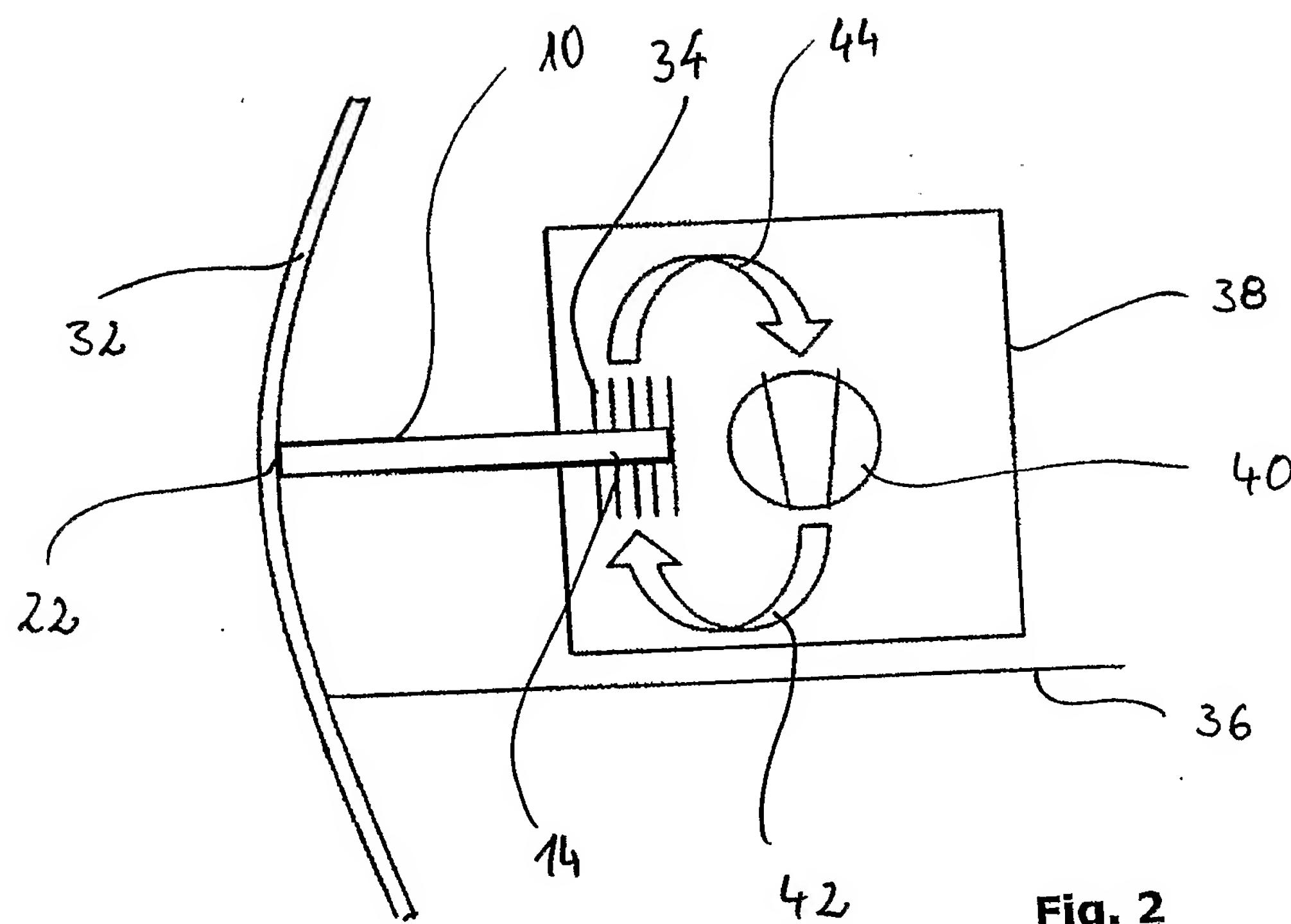


Fig. 2

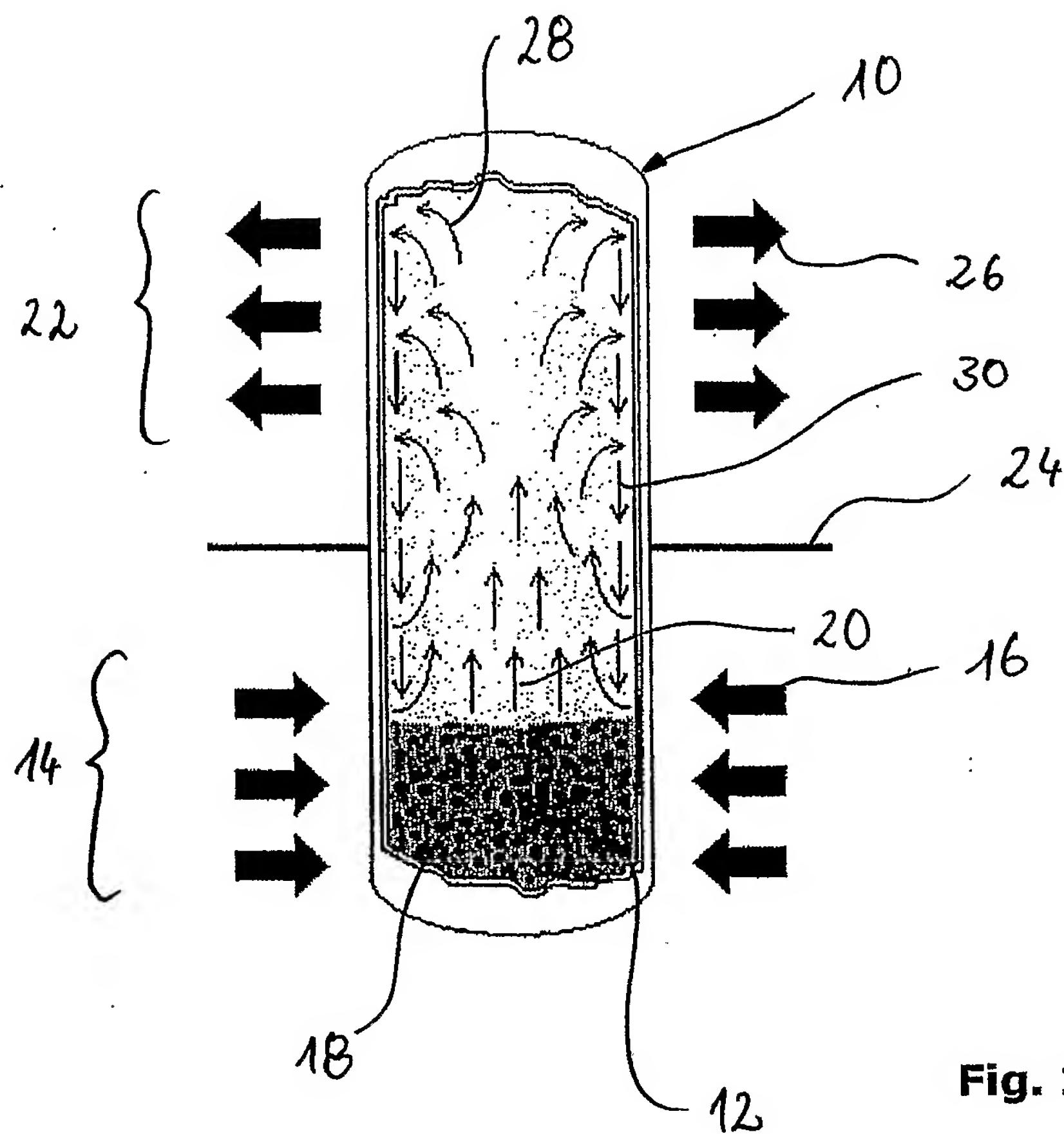


Fig. 1

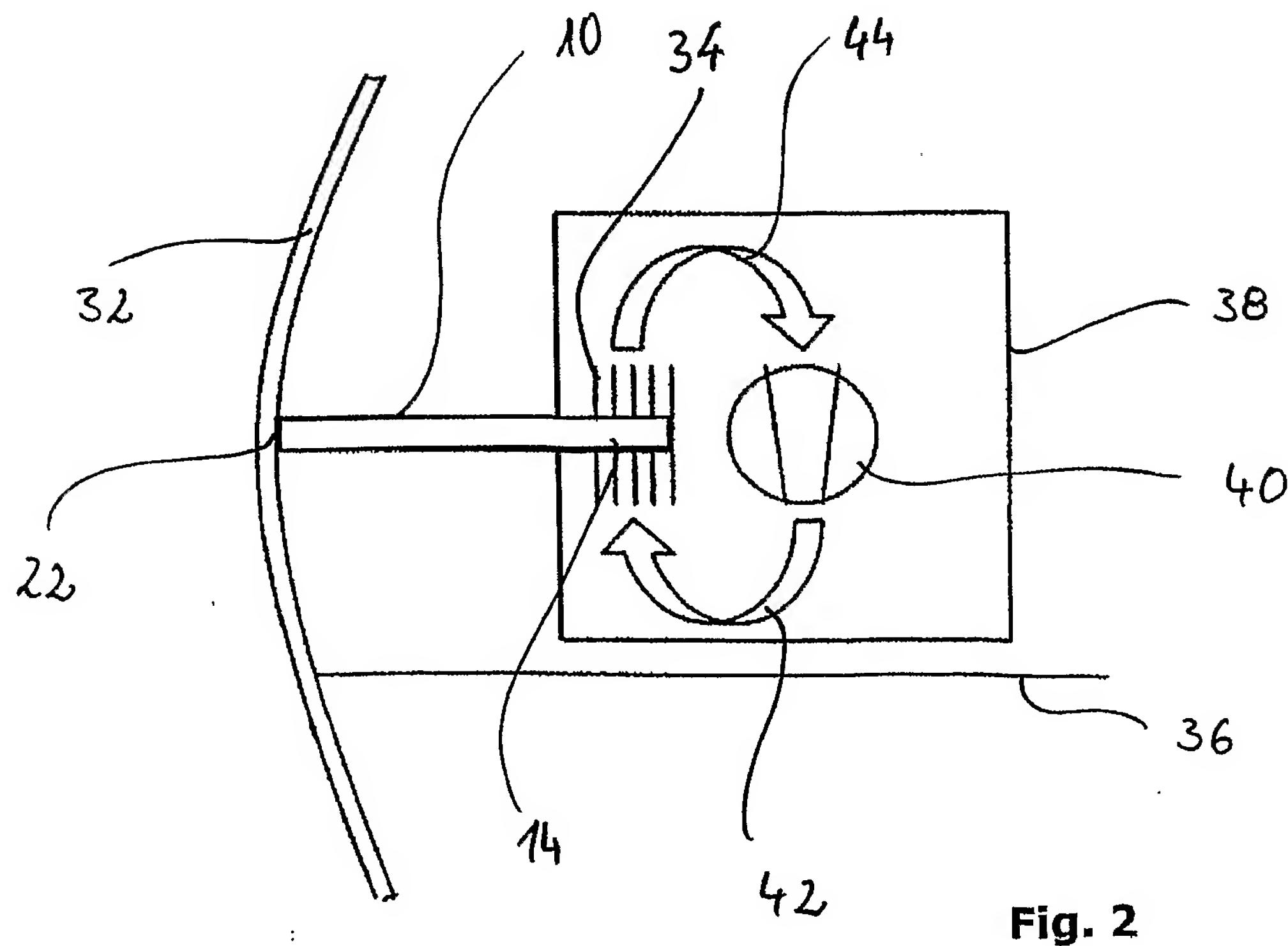


Fig. 2